

Hybrid aircraft

Patent number: DE3508101
Publication date: 1986-09-11
Inventor: BOTHE HANS JUERGEN (DE)
Applicant: BOTHE HANS JUERGEN
Classification:
- international: B64B1/06
- european: B64B1/06
Application number: DE19853508101 19850307
Priority number(s): DE19853508101 19850307

Report a data error here

Abstract of DE3508101

The hybrid aircraft according to the invention for VTOL or V/STOL operation has a fuselage which is constructed as a wing of short extent with approximately elliptical cross-sections and through which a keel support extends which forms the spine of the aircraft and encloses the cargo bay of the aircraft. The fuselage is the retention container of a lifting gas (helium). Its fuselage shell consists of a grid structure having a network of triangular fields which are in each case formed by six rods which are connected in node pieces. The grid structure carries, as an outer skin, an enveloping film which is connected in a moving manner to the node points by means of flexible strip elements. The internal pressure on the fuselage can be adjusted with the aid of air chambers such that prestressing of the fuselage shell is achieved.

Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide

BEST AVAILABLE COPY



DEUTSCHES
PATENTAMT

②1 Aktenzeichen: P 35 08 101.5
②2 Anmeldetag: 7. 3. 85
④3 Offenlegungstag: 11. 9. 86

DE 3508101 A1

⑦1 Anmelder:
Bothe, Hans Jürgen, 5475 Burgbrohl, DE

⑦4 Vertreter:
Buschhoff, J., Dipl.-Ing.; Hennicke, A., Dipl.-Ing.;
Vollbach, H., Dipl.-Ing., Pat.-Anw., 5000 Köln

⑦2 Erfinder:
gleich Anmelder

⑤4 Hybrid-Flugzeug

Das erfindungsgemäße Hybrid-Flugzeug für den VTOL- oder V/STOL-Betrieb weist einen Rumpf auf, der als Flügel kurzer Streckung mit etwa elliptischen Querschnitten ausgebildet ist und durch den sich ein das Rückgrat des Flugzeuges bildender, den Frachtraum des Flugzeuges einschließender Kielträger hindurcherstreckt. Der Rumpf ist Aufnahmebehälter eines Traggases (Helium). Seine Rumpfschale besteht aus einer Gitterkonstruktion mit einem Netzwerk von Dreieckfeldern, die jeweils von sechs in Knotenstücken verbundenen Stäben gebildet sind. Die Gitterkonstruktion trägt als Außenhaut eine Mantelfolie, die mittels flexibler Bandlelemente mit den Knotenpunkten beweglich verbunden ist. Mit Hilfe von Luftkammern läßt sich der Innendruck im Rumpf so einstellen, daß eine Vorspannung der Rumpfschale erzielt wird.

DE 3508101 A1



A n s p r ü c h e :

1. Hybrid-Flugzeug mit Senkrecht- und/oder Kurzstarteigenschaft, dessen sich zu den Enden hin verjüngender stromlinienförmiger Rumpf einen ein Traggas aufnehmenden formstabilen Auftriebskörper bildet und im Inneren ein den Fluggast- und/oder den Frachtraum einschließendes Traggerüst aufweist, wobei die Rumpfschale von einer Gitterkonstruktion und einer hiermit verbundenen Abdeckung gebildet ist, gekennzeichnet durch folgende Merkmale:
 - a) Der Rumpf (1) ist als Flügel kurzer Streckung mit etwa elliptischen Querschnitten in den verschiedenen Querschnittsebenen ausgebildet, wobei die längeren Ellipsen-Hauptachsen horizontal verlaufen;
 - b) das Traggerüst besteht aus einem als Hohlträger ausgebildeten biege- und torsionssteifen Kielträger (11), der längs durch den Rumpf (1) hindurchführt und über, vorzugsweise elastisch eingeschaltete, Zugglieder (41) mit der Gitterkonstruktion (23) verbunden ist;
 - c) die Gitterkonstruktion der Rumpfschale besteht aus einem Netzwerk von Dreieckfeldern, die von jeweils sechs in Knotenstücken (29) verbundenen, vorzugsweise rohrförmigen Stäben (25) gebildet sind;
 - d) die Abdeckung besteht aus einer Mantelfolie (28), die mittels flexibler Verbindungselemente (31) beweglich mit den Knotenstücken (29) verbunden ist.



2. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Kielträger (11) im vorderen Bereich aus dem Rumpfprofil herausgeführt ist und am außenliegenden Ende eine, vorzugsweise durch eine aufklappbare Rampe (17) verschließbare Zugangsöffnung (15) aufweist.
3. Flugzeug nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß mit dem Kielträger (11) Querausleger (5) verbunden sind, die seitlich aus dem Rumpf (1) herausragen und die Triebwerke des Flugzeuges, vorzugsweise schwenkbar gelagerte Propellerantriebe (4), tragen.
4. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Gitterkonstruktion (23) des Rumpfes (1) im Bug- und Heckbereich, sowie zweckmäßig auch im Kielbereich, durch eine Paneel-Bepankung zu einem starren Strukturgebilde (26, 27) ausgesteift ist und daß auf dem Zwischenbereich zwischen dem ausgesteiften Bug- und Heckbereich die Gitterkonstruktion (23) die Mantelfolie (28) trägt.
5. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß der Kielträger (11) einen Heckkonus (2) trägt, der mit horizontalen Stabilisatoren (3) mit Tragflächenprofil versehen ist.
6. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß der Kielträger am vorderen Ende einen aufragenden Bugkorb (21) trägt.
7. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, daß die Verbindungselemente aus fla-



chen Bandedementen (31) bestehen, die mit einer über ihre Länge verlaufenden gewellten oder zahnbogenartigen Profilierung versehen sind, wobei die vorspringenden Anschlußteil (32) der Profilierung mit den Knotenstücken (29) verbunden sind.

8. Flugzeug nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, daß die vorspringenden Anschlußteile (32) der profilierten Bandedemente (31) über Verbindungsflaschen (35) mit den Knotenstücken (29) verbunden sind.
9. Flugzeug nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, daß die Verbindungsflaschen (35) mit einem Schlitz (36) für den Schlaufendurchgriff der Anschlußteile (32) der Bandedemente (31) versehen sind.
10. Flugzeug nach Anspruch 8 oder 9, dadurch gekennzeichnet, daß die Verbindungsflaschen (35) mittels Schrauben, Nieten od.dgl. (39) an den Knotenstücken (29) angeschlossen sind.
11. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 10, dadurch gekennzeichnet, daß die Knotenstücke (29) im Umfangsbereich mit Anschlußstutzen (30) für den Anschluß der Stäbe (25) und auf einander gegenüberliegenden Seiten mit Anschlüssen für die Bandedemente (31) und die Zugglieder (41) versehen sind.
12. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 11, dadurch gekennzeichnet, daß die Stäbe (25) der Gitterkonstruktion (23) einerseits eine Vielzahl von in parallelen Querschnittsebenen des Rumpfes (1) umlaufende Stablinien und andererseits eine Vielzahl von in Rumpflängsrichtung schraubenförmig um den Rumpf umlaufende



parallele Stablinien bilden und daß die flexiblen Bandedemente (31) in Längsrichtung des Rumpfes verlaufen.

13. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 12, dadurch gekennzeichnet, daß im Bug- und Heckbereich des Rumpfes (1) jeweils eine Luftkammer (48, 49) vorgesehen ist, die von der das Traggas aufnehmenden Hauptkammer (52) durch eine elastische Membrane (50, 51) abgetrennt ist, und daß der Luftdruck in den Luftkammern zur Erzielung einer Vorspannung in der Rumpfgitterschale veränderlich einstellbar ist.
14. Flugzeug nach Anspruch 13, dadurch gekennzeichnet, daß die beiden Luftkammern (48, 49) unabhängig voneinander mit Luft beaufschlagbar bzw. entlüftbar sind.
15. Flugzeug nach Anspruch 13 oder 14, dadurch gekennzeichnet, daß der Innenraum des hohlen Heckkonus (2) Bestandteil der heckseitigen Luftkammer (49) ist.
16. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 15, gekennzeichnet durch ein Wärmeaustauschsystem (53) zur Aufheizung des Traggases und/oder der Luft in zumindest einer der beiden Luftkammern (48, 49) unter Ausnutzung der Abgaswärme der Triebwerke (4).
17. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 16, dadurch gekennzeichnet, daß eine mit dem Kielträger (11) verbundene flexible Dichthülle (43) vorgesehen ist, die den Innenraum des Kielträgers gegenüber dem das Traggas aufnehmenden Raum (52) des Rumpfes (1) abdichtet und an der die Zugglieder (41) angreifen.



Aktenz.:

Reg.-Nr.

Bt 452

bitte angeben

KÖLN, den 21.02.1985
vo/lu

Anm.: Herr Hans Jürgen Bothe
Unter dem Erdelsweiher 14,
5475 Burgbrohl

Titel: Hybrid-Flugzeug

Die Erfindung betrifft ein Hybrid-Flugzeug mit Senkrecht- und/oder Kurzstarteigenschaft, dessen sich zu den Enden hin verjüngender stromlinienförmiger Rumpf einen ein Traggas aufnehmenden formstabilen Auftriebskörper bildet und im Inneren ein den Fluggast- und/oder den Frachtraum einschließendes Traggerüst aufweist, wobei die Rumpfschale von einer Gitterkonstruktion und einer hiermit verbundenen Abdeckung gebildet ist.

Hybrid-Flugzeuge, die die Eigenschaften eines Luftschiffs mit denen eines Flugzeuges verbinden, bei dem der Auftrieb durch die Tragflächenwirkung erzielt wird, sind seit langem in zahlreichen Ausführungen bekannt, ohne daß sie jedoch Eingang in die Praxis gefunden haben (US-PSen 1 130 623, 3 227 400, 3 856 238, 1 741 446). Bei den bekannten Hybrid-Flugzeugen, die einerseits mit dem statischen Lift des Traggases (Helium) und andererseits mit dem auf der Tragflächenwirkung beruhenden dynamischen Lift arbeiten, handelt es sich durchweg um bauaufwendige Flugzeugkonstruktionen, die zumeist mit starren Tragflächen größerer Flächenabmessungen und Spannweiten versehen sind.

In der Praxis besteht ein Bedarf nach einem Flugzeug, mit welchem sich unter Verzicht auf die hohen Reisegeschwindig-

X

keiten herkömmlicher Flugzeuge der Fracht- und Passagierverkehr insbesondere im Kurz- und Mittelstreckenbereich energiesparend und wesentlich kostengünstiger als mit den herkömmlichen Flugsystemen durchführen läßt und das sich vor allem auch in solchen Bereichen einsetzen läßt, wo, wie in Entwicklungs- und Schwellenländern, keine Boden-Infrastruktur für die Abwicklung des Lufttransportes zur Verfügung steht. Hiervon ausgehend liegt der Erfindung die Aufgabe zugrunde, ein vielseitig einsatzfähiges Kombinations-Flugzeug mit Kurzstart- und/oder Vertikalstarteigenschaft zu schaffen, welches als VTOL- bzw. V/STOL-Flugzeug den vorgenannten Bedarfserfordernissen entspricht und aufgrund seiner technischen Konzeption eine hohe Strukturfestigkeit bei vergleichsweise geringem Strukturgewicht hat sowie bei gedrungener Bauweise über eine hohe Transportkapazität verfügt.

Diese Aufgabe wird mit den im Anspruch 1 genannten Merkmalen gelöst.

Das erfindungsgemäße Hybrid-Flugzeug ist so ausgelegt, daß etwa 60 bis 95 % seines Betriebsleergewichtes, d.h. im allgemeinen etwa 25 bis 55 % seines maximalen Startgewichtes von dem statischen Lift des im Rumpf befindlichen Traggas (Helium) getragen wird, während der restliche Hub unter Vorwärtsflugbedingungen durch den dynamischen Lift des Flugzeugkörpers und unter VTOL-Bedingungen durch den Vertikalschub der Triebwerke aufgebracht wird. Von Bedeutung ist hierbei, daß der Rumpf selbst als Flügel kurzer Streckung, also mit einem tragflügelartigen Profil und mit einer maximalen Breite, die bevorzugt um etwa 20 bis 40 % größer ist als seine maximale Höhe, ausgebildet ist, so daß das Rumpfprofil unter Vorwärtsflugbedingungen und geringen Anstellwinkeln von $\alpha = 1$ bis 12° einen ausreichend großen dynami-



schen Lift erzeugt. Zugleich kann die Formgebung des Rumpfes unter Berücksichtigung der genannten Formgestaltungsmerkmale so gewählt werden, daß sie die Rumpfoberfläche und damit das Strukturgewicht bei größtmöglichem Rumpfvolumen minimiert, dabei aber zugleich aerodynamisch möglichst optimiert ist, wodurch sowohl der Formwiderstand als auch der induzierte Widerstand minimiert wird. Das Flugzeug benötigt keine großflächigen und weit ausladenden Tragflächen. Die Triebwerke können an kurzen und schmalen Querauslegern des Kielträgers angeordnet werden. Im übrigen empfiehlt es sich, die Rumpfgeometrie so zu gestalten, daß ein Stromlinienkörper gebildet wird, bei dem der Ablösepunkt der Luftgrenzschicht in der hinteren Hälfte des Rumpfes, möglichst in den letzten 20 % der Rumpflänge liegt. Dies bedeutet, daß der Rumpfquerschnitt mit der größten Höhe und Breite, d.h. mit der größten Haupt- und Nebenachse der Ellipse, in Rumpflängsrichtung gesehen, in der rückwärtigen Hälfte des Rumpfes liegt.

Der als Hohlträger ausgebildete biege- und torsionssteife Kielträger bildet das tragende Rückgrat des Flugzeuges. Er liegt weitgehend innerhalb der Rumpfgeometrie. Vorzugsweise ist die Anordnung so getroffen, daß der Kielträger im vorderen Bereich aus dem Rumpfprofil heraustritt und an seinem außenliegenden Ende eine verschließbare Zugangsöffnung aufweist, die vorzugsweise durch eine aufklappbare Rampe od.dgl. verschlossen werden kann. Der Kielträger bildet demgemäß im Bugbereich einen etwa höckerartig nach unten aus dem Rumpfprofil herausragenden Vorsprung, der in vorteilhafter Weise den dynamischen Lift unter Kurzstartbedingungen erhöht. Zugleich ergibt sich mit dieser Konstruktionsmaßnahme eine gute Zugänglichkeit des Frachtraumes im Inneren des Kielträgers. Der Kielträger liegt im übrigen verhältnismäßig tief, d.h. im Kiel des Rumpfes, wodurch



sich eine für die Stabilität günstige tiefe Schwerpunktlage ergibt.

Für das günstige Verhältnis von Strukturgewicht zu Strukturfestigkeit maßgebend ist nach vorstehendem einerseits die an ein Tragflügelprofil angenäherte Rumpfgeometrie, die die Verwendung von Tragflächen größerer Spannweiten überflüssig macht, andererseits die Integration des den Frachtraum einschließenden biege- und torsionssteifen Kielträgers in das Rumpfprofil, der dabei das tragende Rückgrat des Flugzeuges bildet, das die Triebwerke, die Transportlast und auch das Fahrwerk trägt. Damit ergibt sich zugleich die Möglichkeit, die Rumpfschale als Gitterkonstruktion in Leichtbauweise auszugestalten, wobei aber die aus dem Netzwerk von Dreieckfeldern bestehende, aus Stäben und Knoten aufgebaute Gitterkonstruktion eine ausreichend hohe Strukturfestigkeit erhalten kann. Eine vorteilhafte Erhöhung der Formstabilität des Rumpfes läßt sich hierbei dadurch erreichen, daß das Traggas im Rumpf unter einem solchen Druck gehalten wird, daß die Rumpfschale eine ihre Formstabilität erhöhende Vorspannung erhält.

Die Verbindung der die Rumpfhülle bildenden Mantelfolie mit der Gitterkonstruktion über flexible Verbindungselemente ist in mehrfacher Hinsicht vorteilhaft. Durch den im Rumpfinneren wirkenden Überdruck des Traggases hat die Rumpfhülle die Tendenz sich auszudehnen. Diese Dehnungsbewegungen werden durch die flexiblen Verbindungselemente aufgefangen, die dabei an den Knotenstücken der Gitterkonstruktion einen senkrecht nach außen gerichteten Zug ausüben, der die Gitterschale unter der gewünschten Vorspannung hält. Hierdurch ergibt sich eine formsteife Struktur. Da in ihr nur Zugkräfte auftreten, können die Struktur-

X

elemente der Gitterkonstruktion kleiner und leichter sein, wodurch sich nicht unerhebliche Gewichtseinsparungen erzielen lassen.

Die Verbindung der Mantelfolie mit den Knotenstücken der Gitterkonstruktion mit Hilfe der flexiblen Verbindungselemente erlaubt Atmungsbewegungen der Gitterschale und ihrer Strukturelemente, ohne daß es hierbei zu schädlichen Spannungen kommen kann. Um die vorgenannte Vorspannung zu erzielen, empfiehlt es sich, im Bug- und im Heckbereich des Rumpfes jeweils eine Luftkammer vorzusehen, die durch die das Traggas aufnehmende Hauptkammer durch eine elastische Membrane od.dgl. abgetrennt ist. Dabei ist die Anordnung so getroffen, daß sich der Luftdruck in den Kammern zur Erzielung der gewünschten Vorspannung in der Rumpfgitterschale veränderlich einstellen läßt. Die Anordnung wird zweckmäßig so getroffen, daß die beiden Luftkammern unabhängig voneinander mit Luft beaufschlagbar sind und entlüftbar sind. Über den Luftdruck in den Luftkammern läßt sich der Innendruck in der das Traggas aufnehmenden Hauptkammer des Rumpfes in Anpassung an die jeweiligen Flugbedingungen einstellen. Damit ist auch eine optimale Einstellung des aeroelastischen Verhaltens des Flugzeuges unter den unterschiedlichen Turbulenzbedingungen sowie eine Anpassung an die jeweiligen Biegemomente, die der Rumpf unter verschiedenen Reisegeschwindigkeiten und vertikalen Böen aufzunehmen in der Lage sein muß, möglich.

Vorteilhaft ist ferner, daß mit Hilfe der beschriebenen Rumpfstruktur und der veränderlichen Einstellung des Traggas-Innendrucks eine Enteisung des Rumpfes durchgeführt werden kann. Bei Vereisung wird durch Eindringen von Luft in die Luftkammern der Innendruck im Rumpf auf seinen maximal zulässigen Wert erhöht. Der flexible Teil der Rumpfoberfläche, der von der Mantelfolie abgedeckt wird, wächst



hierbei um etwa 1 bis 2 % in Umfangsrichtung, wodurch das angelagerte Eis abgesprengt werden kann. Der Enteisungsvorgang läßt sich beliebig oft wiederholen.

Die oben genannten flexiblen Verbindungselemente, welche die Mantelfolie mit den Knotenpunkten der Gitterkonstruktion verbinden, bestehen vorzugsweise aus Flachstreifen, d.h. flachen Banelementen, die mit einer über ihre Länge verlaufenden gewellten oder zahnbogenartigen Profilierung versehen sind, wobei die vorspringenden Anschlußteile dieser Profilierung mit den Knotenstücken verbunden werden, vorzugsweise mittels Verbindungslaschen, die z.B. mit einem Schlitz für den Schlaufendurchgriff der Anschlußteile der Banelemente versehen sind und die sich z.B. mittels Schrauben, Nieten od.dgl. mit den Knotenstücken verbinden lassen. Die Knotenstücke weisen zweckmäßig im Umfangsbereich Anschlußstutzen für den Anschluß der Stäbe des Gitterwerks sowie auf einander gegenüberliegenden Seiten Anschlüsse für die genannten Banelemente und die Zugglieder auf.

Die Gitterkonstruktion des Rumpfes ist vorteilhafterweise so ausgebildet, daß die Stäbe einerseits eine Vielzahl von in parallelen Querschnittsebenen des Rumpfes umlaufenden Stablinien und andererseits eine Vielzahl von in Rumpflängsrichtung schraubenförmig um den Rumpf umlaufenden parallelen Stablinien bilden. Die flexiblen Banelemente verlaufen hierbei parallel zueinander in Längsrichtung des Rumpfes, wobei sie selbstverständlich der stromlinienförmigen Innenkontur der Rumpfschale folgen.

Es empfiehlt sich, die Gitterkonstruktion des Rumpfes im Bug- und Heckbereich sowie zweckmäßig auch im Kielbereich durch eine Paneel-Beplankung od.dgl. zu einem starren Struk-



turgebilde auszusteifen, wobei die Gitterkonstruktion auf dem Zwischenbereich zwischen dem ausgesteiften Bug- und Heckbereich die Mantelfolie trägt. Der Kielträger, der an seinem rückwärtigen Ende einen Heckkonus mit horizontalen Stabilisatoren und an seinem vorderen Ende zweckmäßig einen aufragenden Bugkorb od.dgl. trägt, verbindet den ausgesteiften Bugbereich des Rumpfes mit dem ausgesteiften Heckbereich des Rumpfes bzw. dem Heckkonus, wodurch ein über die gesamte Rumpflänge durchgehender stabiler Träger gebildet wird, welcher zur Formstabilität des Rumpfes beiträgt.

Mit dem Kielträger sind im übrigen Querausleger verbunden, die seitlich aus dem Rumpf herausragen und die Triebwerke des Flugzeuges, vorzugsweise kippbar gelagerte Propellertriebwerke, tragen. Das Flugzeug wird zweckmäßig mit vier Triebwerken in Quadranordnung ausgestattet.

Es empfiehlt sich weiterhin, ein Wärmeaustauschsystem vorzusehen, mit welchem sich unter Ausnutzung der Abgaswärme der Triebwerke das im Rumpf befindliche Traggas und/oder die Luft in zumindest einer der beiden Luftkammern erwärmen läßt, um den statischen Auftrieb zu erhöhen.

Weitere Merkmale der Erfindung ergeben sich aus den einzelnen Ansprüchen und der nachfolgenden Beschreibung des in der Zeichnung dargestellten bevorzugten Ausführungsbeispiels der Erfindung. In der Zeichnung zeigen:

Fig. 1 ein erfindungsgemäßes Hybrid-Flugzeug schematisch in Seitenansicht

Fig. 2 das Flugzeug nach Fig. 1 in Draufsicht;

X

- Fig. 3 das Flugzeug nach den Figuren 1 und 2 in einer Heckansicht;
- Fig. 4 das Flugzeug nach den Figuren 1 bis 3 in Seitenansicht, wobei der Rumpf lediglich angedeutet und der Kielträger in seiner Lage zum Rumpf gezeigt ist;
- Fig. 5 den Kielträger in Seitenansicht;
- Fig. 6 die Gitterkonstruktion des Rumpfes mit dem integrierten Kielträger in einer Rumpf-Seitenansicht;
- Fig. 7 die Gitterkonstruktion in einer Draufsicht auf den Rumpf;
- Fig. 8 in schematischer Vereinfachung einen Querschnitt durch den Rumpf;
- Fig. 9 einen Ausschnitt auf die Gitterkonstruktion entsprechend dem Ausschnitt IX der Fig. 6 mit der Verbindung der Mantelfolie mit der Gitterkonstruktion;
- Fig. 10 einen Schnitt nach Linie X-X der Fig. 9;
- Fig. 11 einen einzelnen Knotenpunkt der Gitterkonstruktion nebst der Verbindung des Knotenpunktes mit der Mantelfolie in größerem Maßstab;
- Fig. 12 einen Schnitt nach Linie XII-XII der Fig. 11;

X

- Fig. 13 schematisch einen Querschnitt durch den
Kielträger;
- Fig. 14 das Flugzeug nach den Figuren 1 bis 13 in
einer Seitenansicht mit dem im Rumpf befind-
lichen Luftkammersystem;
- Fig. 15 den Rumpf in einer Teil-Draufsicht mit Wär-
meaustauschsystem.

Bei dem dargestellten Flugzeug handelt es sich um ein V/STOL-Hybrid-Flugzeug, welches bevorzugt für den Passagier- und/oder Lastentransport im Kurz- und Mittelstreckenbereich bestimmt ist und welches auch dort operieren kann, wo die für den herkömmlichen Flugbetrieb erforderlichen Boden-Infrastrukturen nicht vorhanden sind.

Das Flugzeug besteht in seinen wesentlichen Teilen aus einem Rumpf 1, einem am hinteren Ende des Rumpfes 1 angeordneten Heckkonus 2 mit horizontalen Stabilisatoren 3, die ein Tragflächenprofil aufweisen, einem Antriebssystem mit vier Triebwerken 4 in Quadranordnung, die jeweils an kurzen und schmalen Querauslegern 5 paarweise auf den gegenüberliegenden Seiten des Rumpfes angeordnet sind, und einem Fahrwerk mit Doppelfahrwerksbeinen 6, die sich jeweils an den Querauslegern 5 befinden. Der Rumpf 1 ist ein formstabiler Aufnahmebehälter für ein statisches Traggas, insbesondere Helium. Er bildet demgemäß einen statischen Auftriebskörper. Zugleich ist der Rumpf 1 als Flügel kurzer Streckung ausgebildet, der aufgrund seiner Tragflächenwirkung unter Vorwärtsflugbedingungen den hauptsächlich dynamischen Lift erzeugt. Die horizontalen Stabilisatoren 3 am Flugzeugheck sind zweckmäßig so gestaltet, daß sie größenordnungsmäßig etwa 30 % des dynamischen Liftes aufbringen.

X

Wie insbesondere die Figuren 1 bis 3 zeigen, hat der Rumpf 1 nicht die Form eines rotationssymmetrischen Körpers, sondern vielmehr zumindest in grober Annäherung die Form eines Tragflächengebildes. Der sich zum Bug und zum Heck hin konisch verjüngende Rumpf 1 hat in der Seitenansicht gemäß Fig. 1 angenähert eine Eiform mit im Bug auslaufender Spitze, die zur horizontalen Längsmittlebene symmetrisch ist. Mit L ist in den Figuren 1 und 2 die Gesamtlänge des Rumpfes 1 einschließlich seines Heckkonus 2 bezeichnet. Der größte vertikale Rumpfdurchmesser ist durch das Maß $D_V \max$ bezeichnet. Von der Stelle des größten vertikalen Durchmessers $D_V \max$ verjüngt sich der Rumpf 1 zum Bug und zum Heck hin. Dabei ist der aerodynamisch geformte Rumpf 1 in seiner Geometrie so ausgestaltet, daß das Verhältnis von $D_V \max$ zu der Rumpflänge L zwischen etwa 0,28 und 0,38 liegt, bei dem dargestellten bevorzugten Ausführungsbeispiel bei 0,36.

In Draufsicht hat der Rumpf 1 die in Fig. 2 gezeigte Formgebung, die in grober Annäherung diejenige eines Rechteckes oder Trapezes ist, dessen gegenüberliegende Seiten durch die gekrümmten Kurven 7 gebildet werden. Das Profil ist in Draufsicht zur Mittelachse, die mit der vertikalen Längsmittlebene des Rumpfes 1 zusammenfällt, symmetrisch. Die Stelle mit dem größten horizontalen Durchmesser bzw. der größten horizontalen Breitenabmessung ist durch den Pfeil $D_H \max$ bezeichnet. Der größte horizontale Rumpfdurchmesser $D_H \max$ beträgt etwa das 1,4 bis 2fache, bei dem dargestellten bevorzugten Ausführungsbeispiel etwa das 1,5fache des größten vertikalen Rumpfdurchmessers $D_V \max$. Die Stellen mit dem größten vertikalen Durchmesser $D_V \max$ und dem größten horizontalen Durchmesser $D_H \max$ liegen in einer gemeinsamen Querschnittsebene des Rumpfes 1, wobei sich diese Querschnittsebene, über die Länge L des Rumpfes



gesehen, zwischen der Stelle $L/2$ und dem heckseitigen Rumpfe-
ende befindet. Damit wird sichergestellt, daß die Abriß-
stelle der den Rumpf 1 umströmenden Luftgrenzschicht mög-
lichst weit hinten zum Heck 2 hin liegt.

Aufgrund der vorstehend beschriebenen Rumpfgeometrie sind
sämtliche Querschnitte durch den Rumpf 1 im wesentlichen
Ellipsen mit horizontal liegender Hauptachse. Dies ist in
Fig. 3 gezeigt. In Fig. 2 ist ein sich mittig über die
Rumpflänge erstreckendes, etwa rechteckiges Feld 9 an-
gedeutet, welches zwischen zwei Geraden 8 liegt, die sich
beiderseits der Längsmittelachse vom Bug bis zum Heck des
Rumpfes 1 erstrecken. Die Breite des Mittelfeldes 9, d.h.
der Abstand der beiden parallelen Geraden 8 entspricht
dem Maß $D_H \max - D_V \max$. Stellt man sich vor, daß das
Mittelfeld 9 aus der in Fig. 2 gezeigten Fläche herausge-
trennt ist und daß die beiden Geraden 8 in der Längsmit-
telachse zusammenfallen, so würde die in Fig. 2 gezeigte
Rumpf-Draufsicht im wesentlichen dieselbe Flächenform ha-
ben wie die in Fig. 1 gezeigte Rumpf-Seitenansicht, da die
kurvenförmigen Begrenzungsflächen 7 der Rumpf-Draufsicht
nach Fig. 2 zumindest angenähert mit den kurvenförmigen
Begrenzungen 10 der Rumpf-Seitenansicht nach Fig. 1 über-
einstimmen.

Bei der dargestellten und vorstehend beschriebenen geome-
trischen Form des Rumpfes 1 handelt es sich um eine aero-
dynamische Formgebung, die die Verhältnisse von Rumpf-
oberfläche zu Rumpfvolumen zu dynamischem Lift des Rumpfes
optimiert. Dies bedeutet zugleich eine Minimierung der
Rumpfoberfläche und damit des Rumpf-Strukturgewichtes bei
größtmöglichem Rumpfvolumen unter Berücksichtigung einer
optimalen aerodynamischen Form, die sowohl den Formwider-
stand als auch den induzierten Widerstand minimiert. Der

X

Rumpf 1 bildet einen Stromlinienkörper mit stufenweisem Druckanstiegsgradienten, bei dem der Grenzschicht-Ablösepunkt etwa in den letzten 20 % seiner Rumpflänge verlegt ist.

Das tragende Rückgrat des Hybrid-Flugzeuges bildet der in den Figuren 4, 5 und 6 gezeigte Kielträger 11, der bei dem dargestellten Ausführungsbeispiel aus einem Fachwerk-Hohlträger besteht. Der biege- und torsionssteife Kielträger 11 erstreckt sich vom Bugbereich bis in den Heckbereich des Flugzeugrumpfes; er liegt weitgehend im Inneren des stromlinienförmigen Rumpfes, und zwar unterhalb der horizontalen Längsmittlebene des Rumpfes, wie Fig. 4 zeigt. Der Kielträger 11 hat auf ganzer Länge im wesentlichen eine gleichbleibende Breite, die zumindest angenähert der Differenz $D_H \max - D_V \max$ entspricht. Demgemäß liegt der Kielträger innerhalb des in Fig. 2 angedeuteten Feldes 9. Im Bereich zwischen der Rumpfmittle und dem Bug taucht der Kielträger 11 aus dem Rumpfprofil nach unten heraus, wobei er an der Rumpfunterseite mittig einen höckerartigen Ansatz 12 bildet, wie dies insbesondere Fig. 1 zeigt. Dieser hinter und unterhalb des Buges 13 mittig über das Rumpfprofil vorspringende höckerartige Ansatz 12 erhöht mit seiner schräg zur Rumpfachse stehenden Stirnfläche 14 den dynamischen Lift des Flugzeuges unter Kurzstartbedingungen. Zu gleich ergibt sich mit dieser Anordnung eine gute Zugänglichkeit des von dem rechteckigen Innenraum des Kielträgers 11 gebildeten Frachtraumes. Der Kielträger 11 weist am vorderen und hinteren Ende jeweils eine Zugangsöffnung 15 und 16 auf, die durch eine auf den Boden niederklappbare Rampe 17 bzw. 18 verschließbar ist. Auf diese Weise ist ein nahezu ebenerdiger Zugang zu dem von vorne nach hinten durchgehenden Frachtraum im Inneren des Kielträgers vorhanden.



Der Kielträger 11 erstreckt sich heckseitig bis in den Übergangsbereich zum Heckkonus 2. Wie Fig. 5 zeigt, weist der Kielträger 11 am hinteren Ende einen aufragenden Balkenan-satz 19 auf, welcher den als gesonderte Baueinheit gefertigten Heckkonus 2 trägt. Wie in Fig. 4 strichpunktiert angedeutet ist, kann der Heckkonus 2 zusätzlich zu den horizontalen Stabilisatoren 3 eine vertikale Stabilisierungsflosse 20 aufweisen.

Der Kielträger 11 weist an seinem vorderen Ende einen nach oben aufragenden Bugkorb 21 auf, der unterhalb des Buges 13 des Rumpfes 1 liegt und das Cockpit des Flugzeuges bildet. Das Cockpit ist durch den Raum im Inneren des Kielträgers zugänglich.

Der als Fachwerkträger ausgebildete Kielträger 11 wird, was nicht näher dargestellt ist, mit einer Beplankung versehen, so daß ein an allen vier Seiten geschlossener, nur über die endseitigen Zugangsöffnungen 15 und 16 zugänglicher Hohlträger gebildet wird. Es besteht auch die Möglichkeit, den Kielträger 11 aus einem Kunststoff-Vollträger, statt aus einem Fachwerkträger, herzustellen.

Mit dem Kielträger 11 fest verbunden sind zwei quer zu dem Kielträger verlaufende parallele horizontale Querträger 22, die, wie die Figuren 4 und 5 zeigen, den Kielträger 11 übergreifen und deren seitlich aus dem Rumpf 1 herausragende Enden die Querausleger 5 bilden, welche die Triebwerke 4 und die Fahrwerksbeine 6 tragen. Die vier Triebwerke 4 in Quadranordnung bestehen vorzugsweise aus Propellerantrieben, die, wie bei Kipp-Propeller-Flugzeugen bekannt, an den Querauslegern 5 um horizontale Kippachsen schwenkbar gelagert sind, so daß sie sich wahlweise auf Vertikalschub oder auf Vorwärtsschub einstellen lassen.



Anstelle der Propellerantriebe können aber auch Strahltriebwerke vorgesehen werden. Auch besteht die Möglichkeit, am Heckkonus 2 des Flugzeuges zwei den Vorwärtsschub bewirkende Triebwerke parallel nebeneinander anzuordnen. Zwei weitere Triebwerke können dabei an zwei Querauslegern 5 angeordnet werden, die den Vertikalschub bewirken. Durch Schubmodulation und Schubvektorverstellung der vier Triebwerke läßt sich die Fluglage zu allen drei Flugachsen bestimmen. Außerdem kann das Flugzeug in bekannter Weise mit Höhen- und Seitenrudern, von den Triebwerken angeblasenen Stellklappen u.dgl. ausgestattet sein. Diese Einrichtungen sind in der Zeichnung nicht näher dargestellt.

Der als Flügel kurzer Streckung ausgebildete und zugleich den Aufnahmebehälter für das statische Traggas bildende Rumpf 1 besteht aus einem formstabilen Stromlinienkörper, dessen Rumpfschale, wie vor allem in den Figuren 6 und 7 dargestellt ist, aus einer Gitterkonstruktion 23 besteht, die aus in Knotenpunkten 24 verbundenen, vorzugsweise rohrförmigen Stäben 25, insbesondere Kunststoffstäben, gebildet ist. In jedem Knotenpunkt 24 sind sechs Stäbe 25 in gleichen Winkelabständen zueinander verbunden, so daß die Gitterkonstruktion 23 ein Netzwerk von Dreieckfeldern bildet. Die Anordnung ist so getroffen, daß die Stäbe 25 der Gitterkonstruktion einerseits eine Vielzahl von in parallelen Querschnittsebenen des Rumpfes 1 umlaufende Stablinien und andererseits eine Vielzahl von in Rumpflängsrichtung schraubenförmig um den Rumpf umlaufenden Stablinien bilden. Die Größe der Dreieckfelder des Netzwerks nimmt von derjenigen Stelle, an welcher der Rumpf 1 die größte elliptische Querschnittsfläche mit der Ellipsen-Hauptachse $D_{H \max}$ und der Ellipsen-Nebenachse $D_{V \max}$ aufweist, zum Bug 13 und zum Heckkonus 2 hin ab, wobei

X

sich das Netzwerk der Dreieckfelder zum Bug und zum Heck hin verdichtet, wie insbesondere Fig. 6 zeigt. Die so ausgebildete Gitterkonstruktion 23 des Rumpfes 1 ist im Bereich des Buges 13 durch eine die Dreieckfelder abdeckende Bug-Beplankung zu einem starren Strukturgebilde ausgesteift. Der so ausgesteifte Bugbereich ist in Fig. 6 durch das dunkel angelegte Bugfeld 26 bezeichnet. Eine entsprechende Aussteifung durch eine Pannel-Beplankung ist im Heckbereich vorgesehen, wie in Fig. 6 durch das dunkel angelegte Feld 27 angedeutet ist. Die Beplankung im Bug- und Heckbereich besteht vorzugsweise aus verstärkten Kunststoffplatten. Eine entsprechende Beplankung wird vorteilhafterweise auch im Kielbereich an der Unterseite des Kielträgers 11 vorgesehen.

Der Bereich zwischen der Bug-Beplankung 26 und der Heck-Beplankung 27 ist durch eine flexible Mantelfolie 28 (Figuren 8 bis 11) abgedeckt, die aus einer gewebeverstärkten mehrlagigen Kunststoffolie besteht. Die Knotenpunkte 24 der Gitterkonstruktion 23 werden von Knotenstücken 29 gebildet, die in den Figuren 11 und 12 in größerem Maßstab gezeigt sind. Die Knotenstücke 29 weisen eine etwa hexagonale Form auf und sind am Umfang mit sechs in gleichen Winkelabständen zueinander angeordneten Anschlußstutzen 30 für den Anschluß der aus Kunststoffrohren bestehenden Stäbe 25 versehen. Außerdem weisen die Knotenstücke 29 Anschlußorgane für den Anschluß der Mantelfolie 28 auf. Die Verbindung der Mantelfolie 28 mit den Knotenstücken 29 erfolgt mit Hilfe von flexiblen Bandlelementen in Form von Flachstreifen, die aus demselben Folienmaterial bestehen können wie die Mantelfolie 28. Die flexiblen Bandlelemente 31 werden zweckmäßig so angeordnet, daß sie sich in Rumpflängsrichtung erstrecken, wobei sie der stromlinienförmigen Kontur des Rumpfes folgen. Die Bandlelemente



31 weisen eine gewellte oder, wie in Fig. 9 und 11 gezeigt, eine etwa zahnbogenartige Profilierung auf, deren in Abständen zueinander angeordnete und über bogenförmige Einziehungen 33 verbundene Vorsprünge schmale Anschlußteile 32 für den Anschluß an den Knotenstücken 29 bilden. Die flachen Bandedemente 31 sind an ihrer geradlinigen Bandkante 34 mit der Innenfläche der Mantelfolie 28 verbunden, was durch Kleben, Schweißen oder auf sonstige Weise geschehen kann. Die Verbindung mit den Knotenstücken 29 erfolgt über Verbindungslaschen 35, die einen Schlitz 36 aufweisen, durch den die schmalen vorspringenden Anschlußteile 32 unter Bildung einer Schlaufe hindurchgezogen werden, die dann z.B. mittels Nieten 37 od.dgl. geschlossen wird. Die Verbindungslaschen 35 weisen Laschenansätze 38 auf, die in Einsteckschlitze der Knotenstücke 29 eingesteckt und in diesen mittels Schrauben, Bolzen, Nieten 39 od.dgl. festgelegt werden. Auf diese Weise ist die Mantelfolie 28 sowohl in radialer Richtung als auch quer hierzu begrenzt beweglich mit der Gitterkonstruktion 23 verbunden.

Die Knotenstücke 29 weisen auf der der Laschen-Anschlußseite gegenüberliegenden Seite einen Anschluß 40 für Zugglieder 41 auf, welche die Verbindung der Gitterkonstruktion 23 des Rumpfes 1 mit dem Kielträger 11 herstellen. Wie vor allem die Figuren 6, 7 und 8 zeigen, ist der im Querschnitt rechteckige Kielträger 11 längs durch den Rumpf hindurchgeführt und in die Gitterkonstruktion 23 der Rumpfschale integriert. Die Verbindung der Gitterkonstruktion 23 mit dem Kielträger 11 erfolgt über eine Vielzahl an Zuggliedern, die über die Länge des Kielträgers 11 verteilt zwischen diesem und der Gitterkonstruktion angeordnet und, wie in Fig. 8 gezeigt, strahlförmig zueinander über die elliptischen Querschnittsflächen des Rumpfes



verteilt sind, so daß die Verbindung zwischen dem Kielträger 11 und der Gitterkonstruktion 23 im wesentlichen über den gesamten Rumpfumfang und über angenähert die gesamte Rumpflänge erfolgt, mit Ausnahme der ausgesteiften Endbereiche 26 und 27. Die Zugglieder 41 bestehen z.B. aus zugfestem Kunststoffmaterial. Sie sind in den Anschlüssen 40 (Fig. 11) an den Knotenstücken 29 und in Anschlüssen 42 (Fig. 8) an den oberen Seitenbereichen des Kielträgers 11 angeschlossen. Vorzugsweise sind in die Verbindungen der Zugglieder oder in diese selbst elastische Mittel eingeschaltet, die gewisse Atmungsbewegungen der Gitterkonstruktion 23 und der Mantelfolie 28 erlauben. Im Kielbereich ist der Kielträger 11 zweckmäßig über druckfeste Streben 43 od.dgl. mit der Gitterkonstruktion 23 verbunden, wodurch die Einbindung des Kielträgers 11 in die Gitterkonstruktion zusätzlich stabilisiert wird.

Wie in Fig. 13 gezeigt ist, kann eine mit dem Kielträger 11 verbundene flexible Dichthülle 43 vorgesehen sein, die aus seitlichen Bahnen 44 und einer oberen Bahn 45 besteht, die mit den seitlichen Bahnen ⁴⁴ bei 46 verbunden ist. An diesen Verbindungsstellen 46 können die Zugglieder 41 angeschlossen sein. Die Dichthülle 43 umschließt den Kielträger 11 im Seiten- und Kopfbereich und dichtet dadurch den Innenraum des Kielträgers gegenüber dem das Traggas aufnehmenden Innenraum des Rumpfes 1 ab, in dem sich die Zugglieder 41 befinden. An der Unterseite ist der Kielträger durch die oben genannte Beplankung 47 verschlossen. Es besteht ohne weiteres die Möglichkeit, die Dichthülle 43 um den gesamten Kielträger 11 herum zu legen, so daß sie einen Dichtschauch bildet, in welchem sich der Kielträger 11 befindet.

Wie in Fig. 14 angedeutet ist, befindet sich im Inneren



des Rumpfes 1 in dessen Bug- und Heckbereich jeweils eine Luftkammer 48 bzw. 49, die durch eine elastische Membrane 50 bzw. 51 gegenüber der dazwischenliegenden, das Traggas aufnehmenden Hauptkammer 52 abgetrennt ist. Mit Hilfe von Pumpen läßt sich der Luftdruck in den beiden Luftkammern 48 und 49 veränderlich einstellen. Damit ist es möglich, den Druck des Traggases in der Hauptkammer zu verändern und auf ein solches Druckniveau einzustellen, daß die Rumpfschale, wie in Fig. 14 durch die Pfeile 55 angedeutet, die Tendenz hat, sich mehr oder weniger auszudehnen. Diese Dehnung wird durch die flexiblen Banelemente 33 aufgefangen, die dabei an den Knotenstücken 29 der Gitterkonstruktion 23 eine senkrecht zu dieser wirkende Zugkraft ausüben, welche die geodätische Rumpfschale unter der gewünschten Vorspannung hält. Aufgrund der Vorspannung ergibt sich eine erhöhte Formstabilität der Rumpfschale. Durch Änderung der Innendrucke in den Luftkammern 48 und 49 und damit auch in der Hauptkammer 52 läßt sich das Flugzeug den verschiedenen Betriebsbedingungen, wie Reisegeschwindigkeit, Reishöhe, Winddruck usw. anpassen.

Durch Erhöhen und nachfolgendes Absenken des Innendrucks in den Luftkammern 48, 49 und damit in der Hauptkammer 52 können gezielt Atmungsbewegungen der Rumpfschale in Richtung der Pfeile 55 bewirkt werden, um etwaiges anhaftendes Eis abzusprengen.

Die beiden Luftkammern 48 und 49 lassen sich unabhängig voneinander mit Luft beaufschlagen oder entlüften. Der Heckkonus 2 hinter der Luftkammer 49 ist zweckmäßig als Hohlkörper ausgebildet, dessen Innenraum mit der Luftkammer 49 in Verbindung steht, so daß er Teil dieser Luftkammer ist. Bei Entlüften der Luftkammer 49 kann sich die

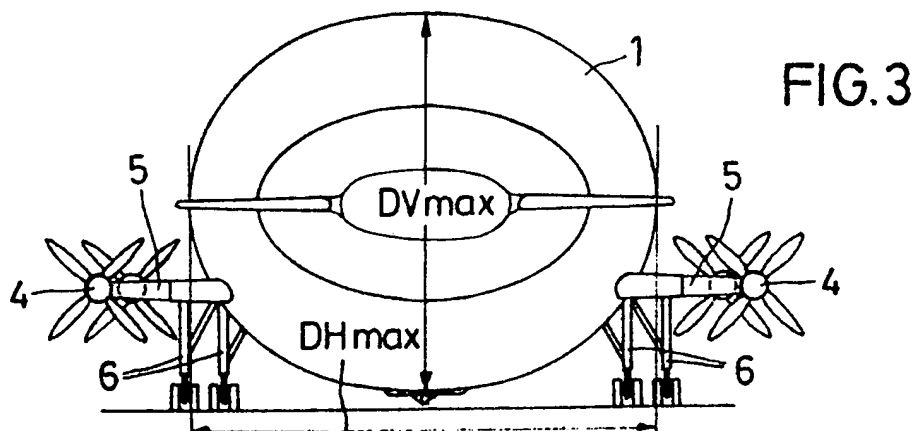
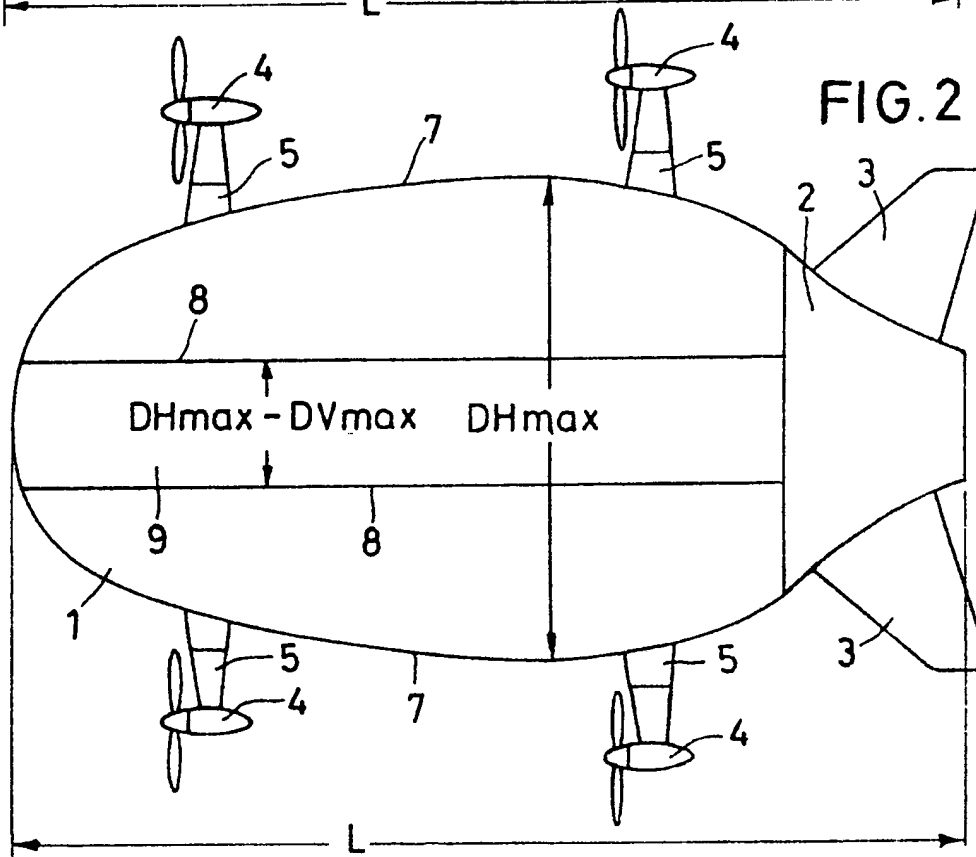
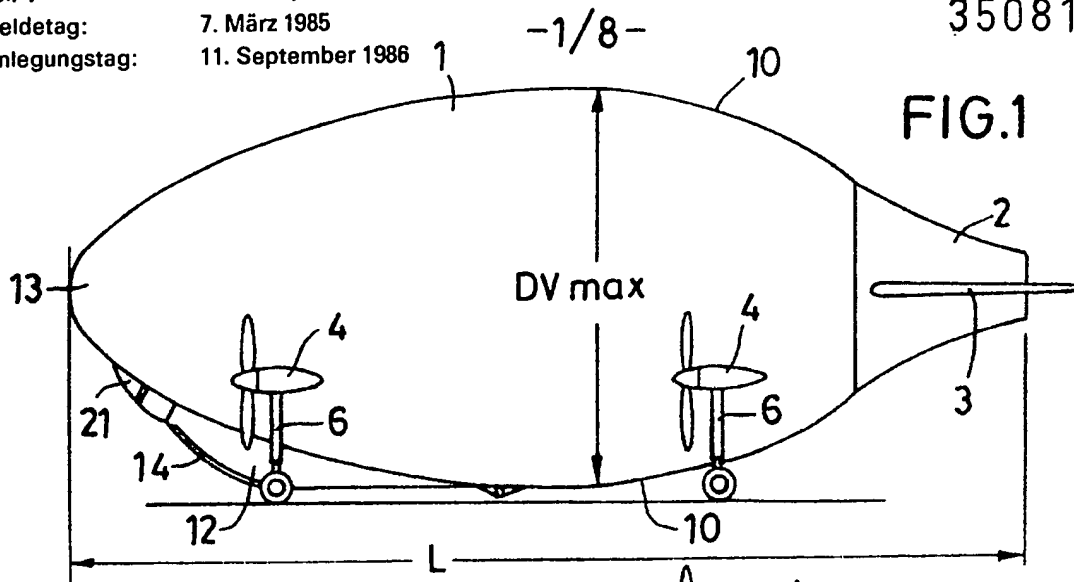


Membrane 51 in den hohlen Heckkonus 2 hinein verformen.

Fig. 15 zeigt eine Teil-Draufsicht auf den Rumpf 1 mit den beiden Querträgern 5, an denen die Motoren der Propellerantriebe 4 gelagert sind. Ferner ist erkennbar, daß hier ein Wärmeaustauschsystem mit Wärmeaustauschern 53 vorgesehen ist, die von den heißen Abgasen der Turbinen der Propellertriebwerke durchströmt werden. Das im Rumpf befindliche Traggas (Helium) kann, wie durch die Pfeile 54 angedeutet, in geschlossenem Kreislauf durch das Wärmeaustauschsystem gepumpt und dann durch die Abgase aufgeheizt in den Hauptraum 52 des Rumpfes zurückgeführt werden. Durch die Erwärmung des Traggases läßt sich eine Steigerung des statischen Vertikalliftes erreichen. Es besteht auch die Möglichkeit, die den Luftkammern 48, 49 bzw. in diesen enthaltene Luft durch das Wärmeaustauschersystem 53 zu erhitzen. Dabei können die Trennmembranen 50 und 51 als Wärmeaustauschelemente ausgelegt werden, welche die Wärme auf das Traggas übertragen.

ORIGINAL INSPECTED

X



- 2/8 -

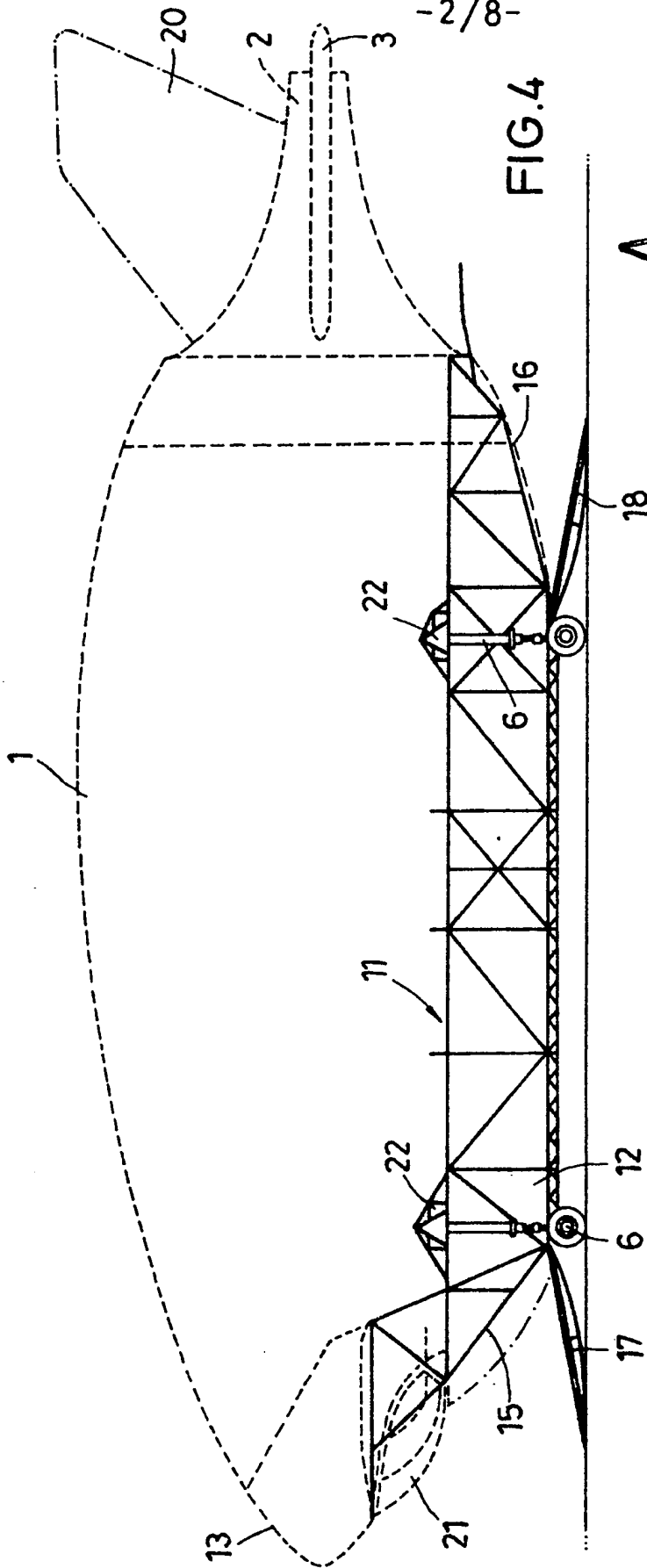


FIG. 4

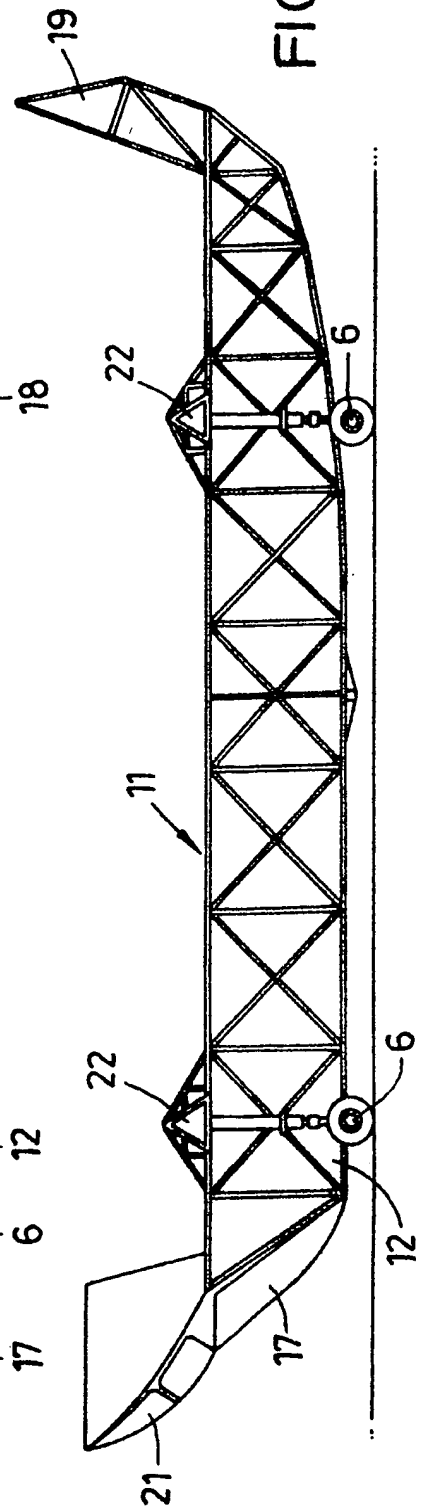


FIG. 5

- 25 -

3508101

- 3/8 -

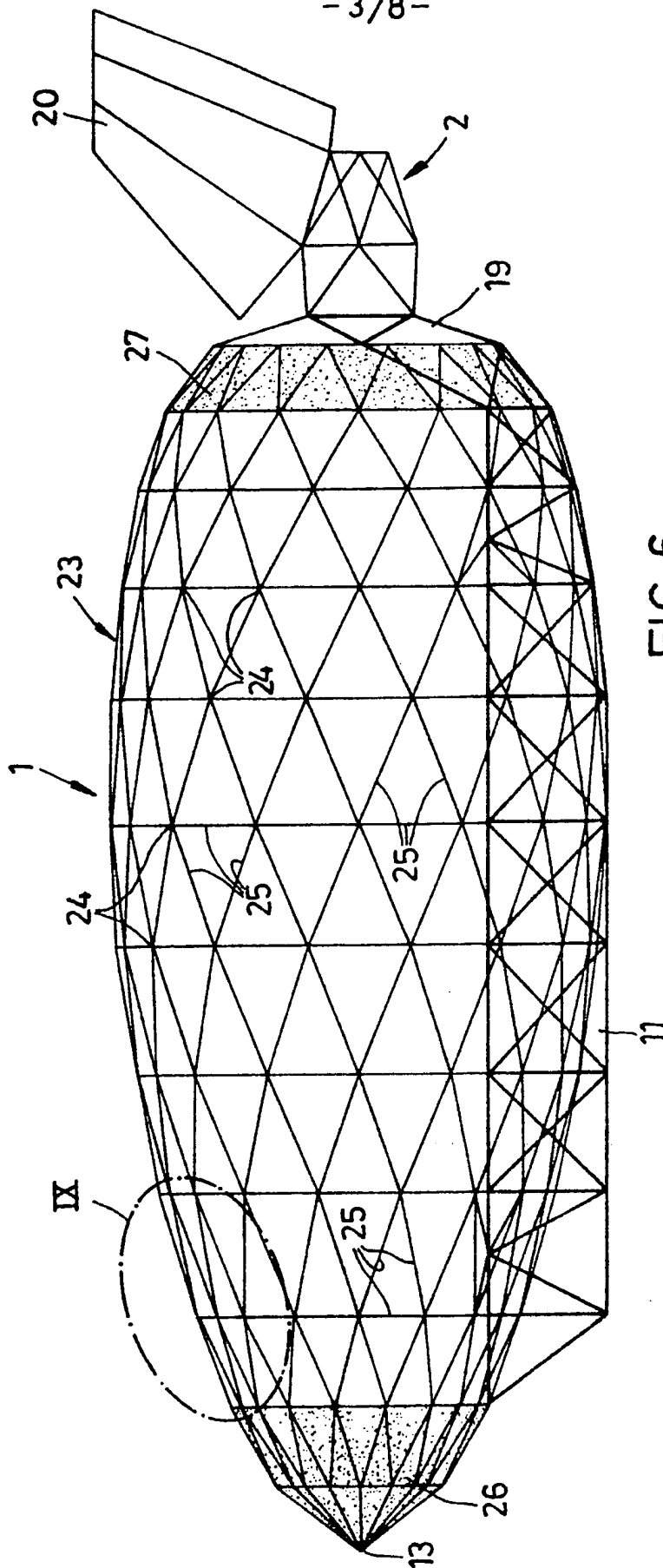
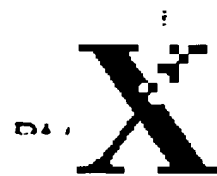


FIG. 6



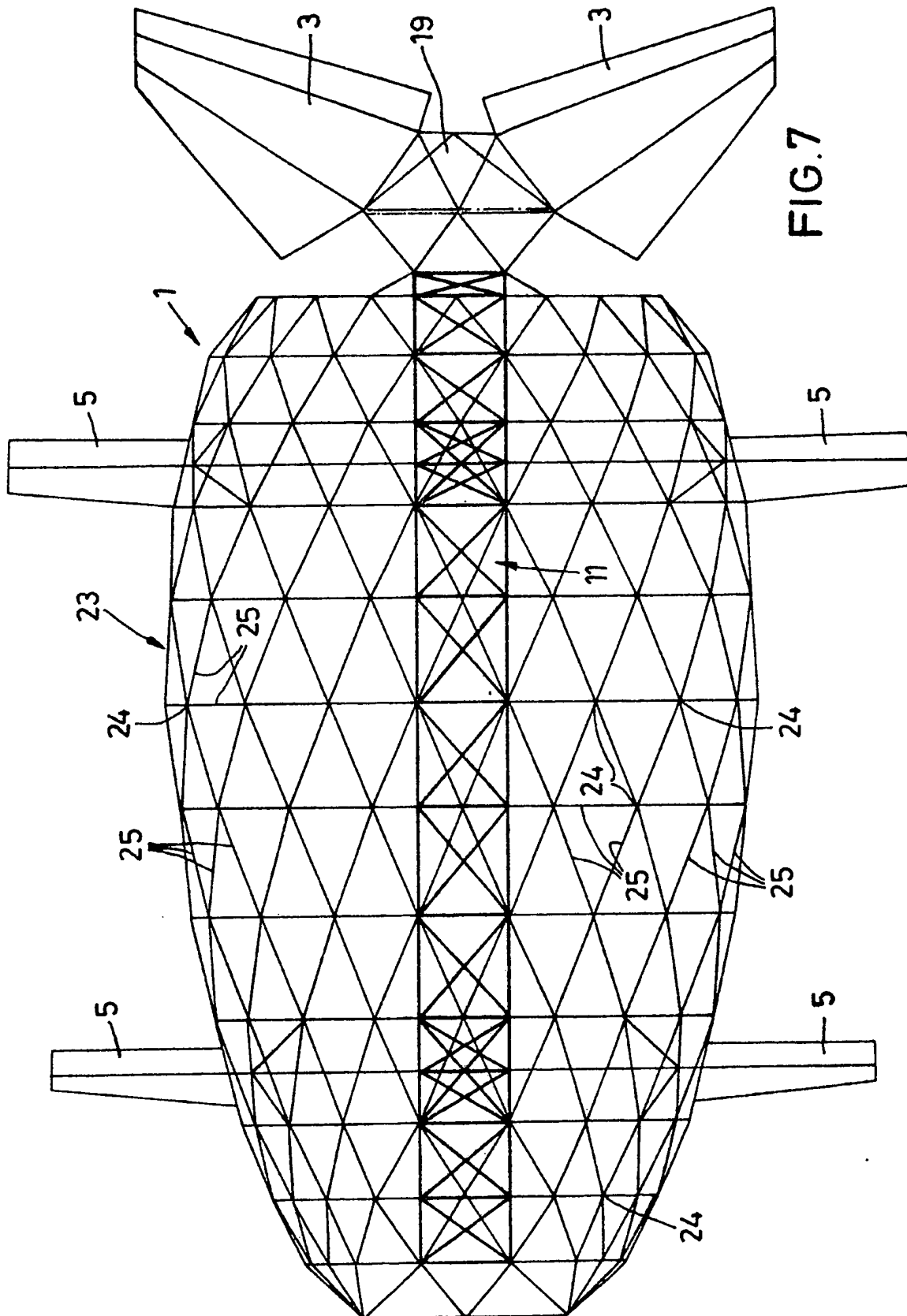
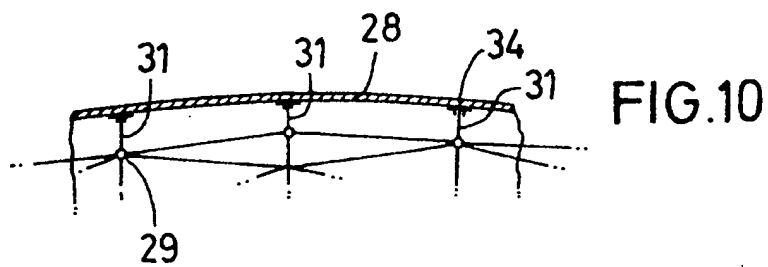
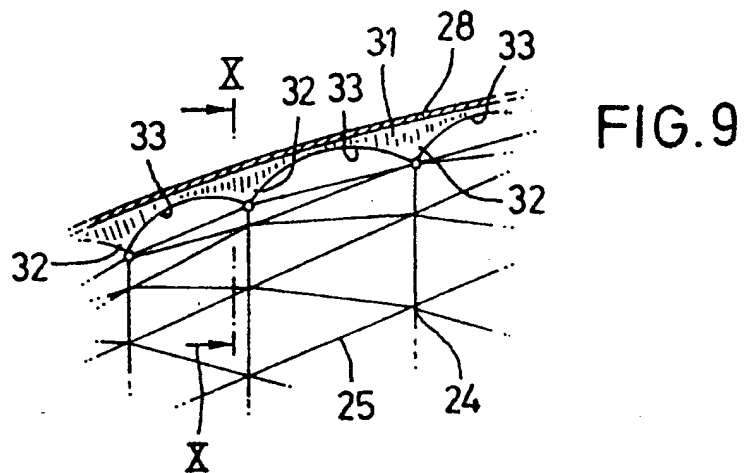
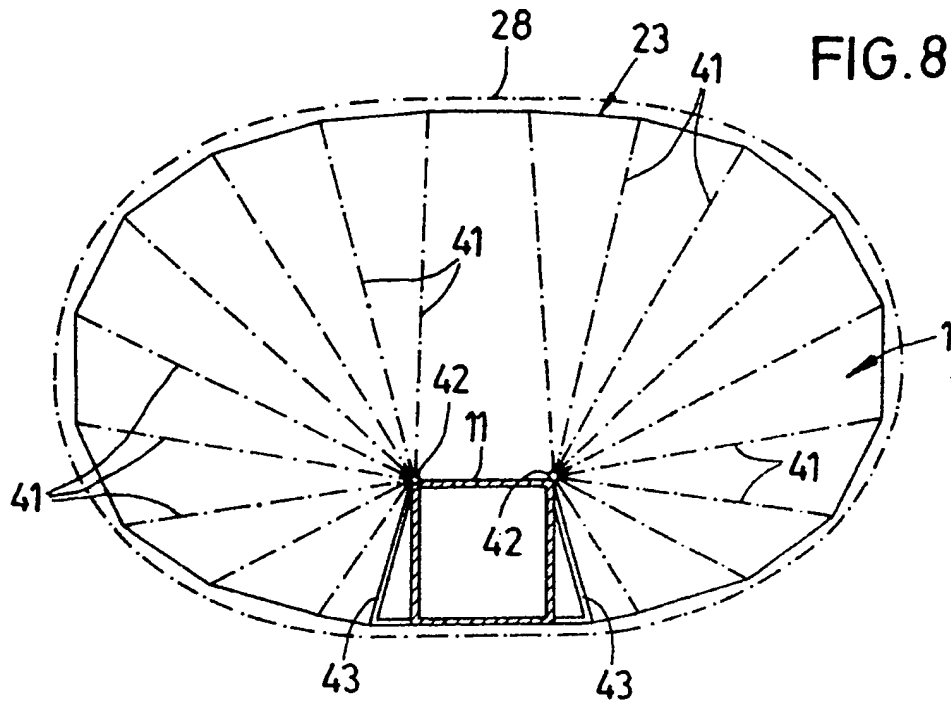


FIG. 7



3508101

FIG.11

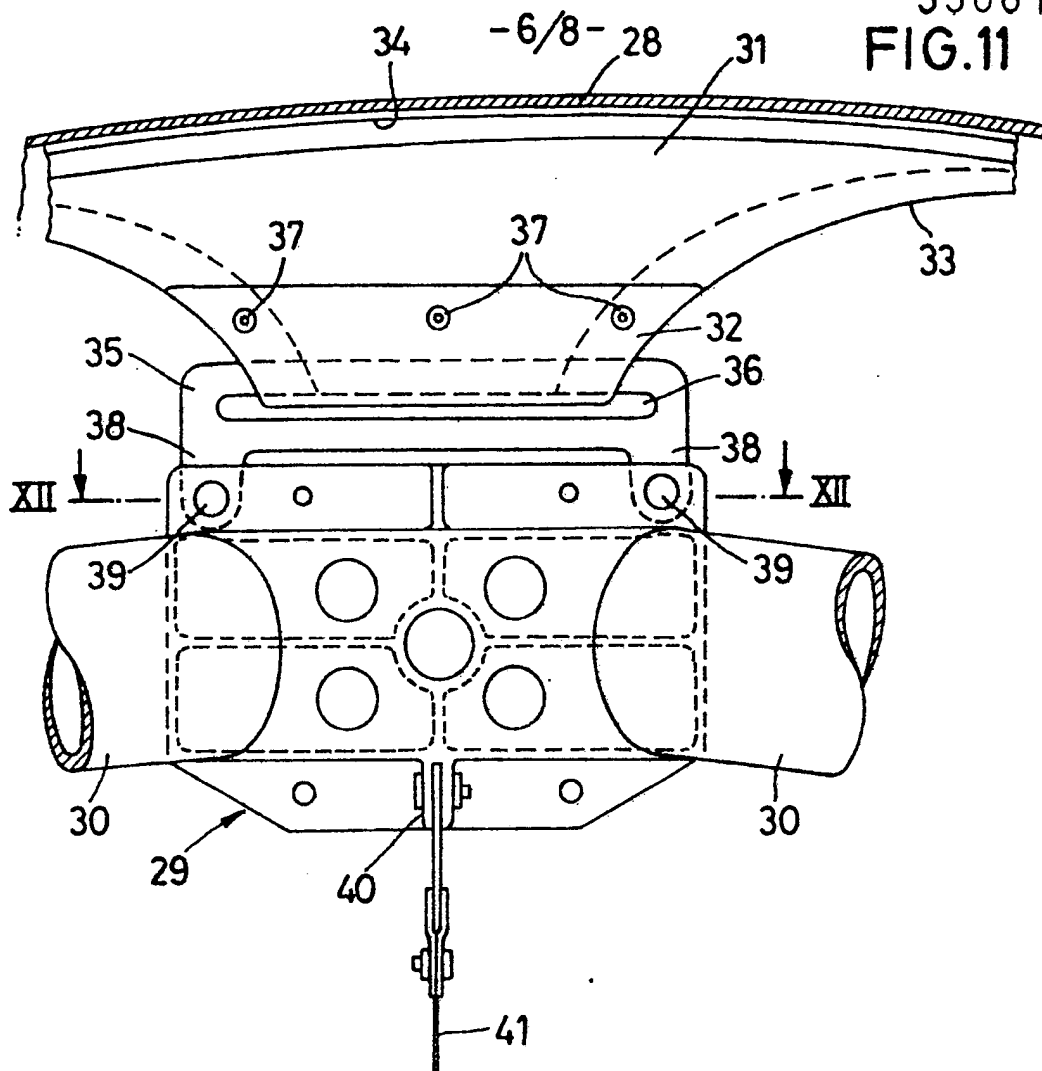


FIG.12

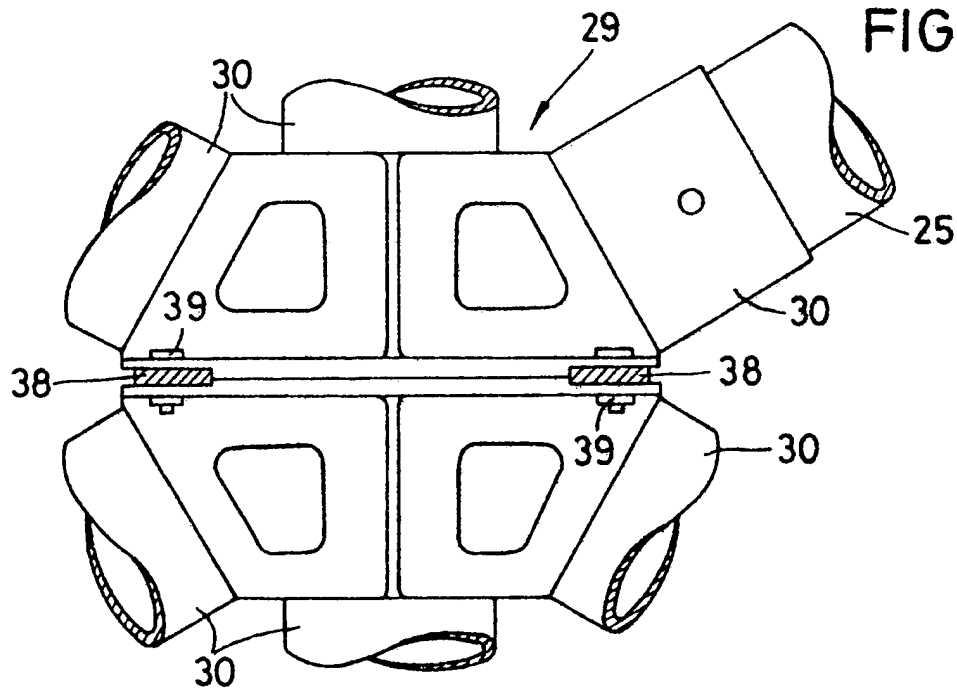
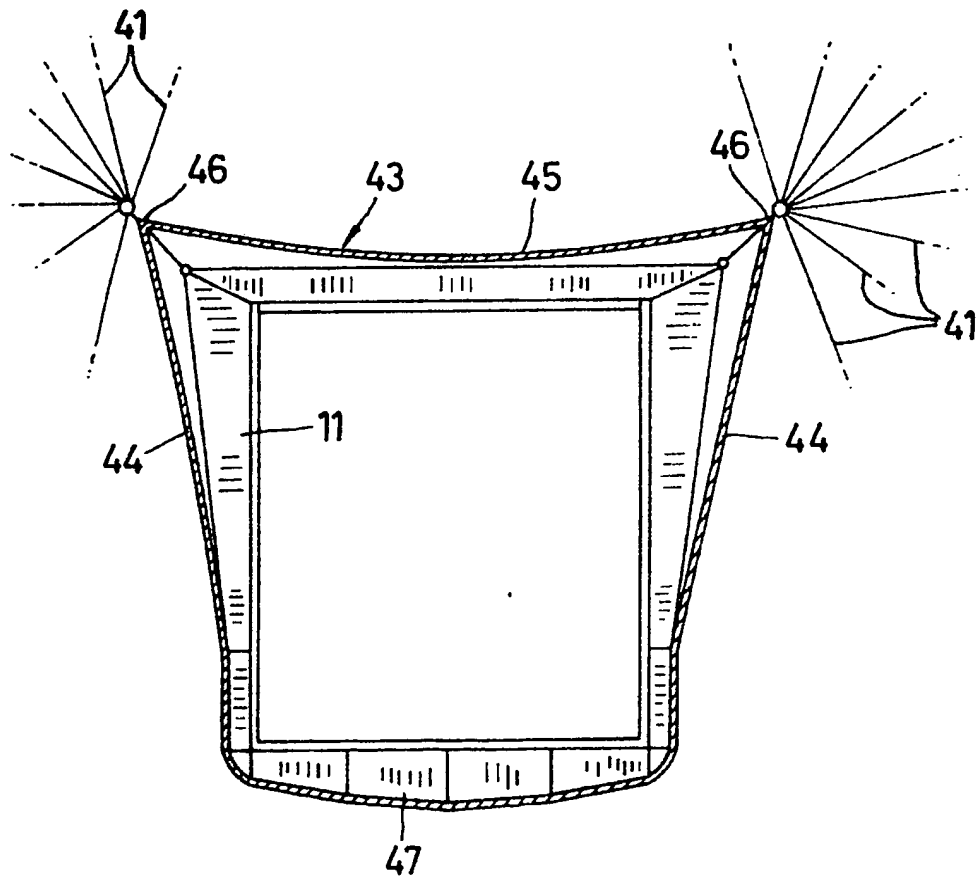


FIG.13



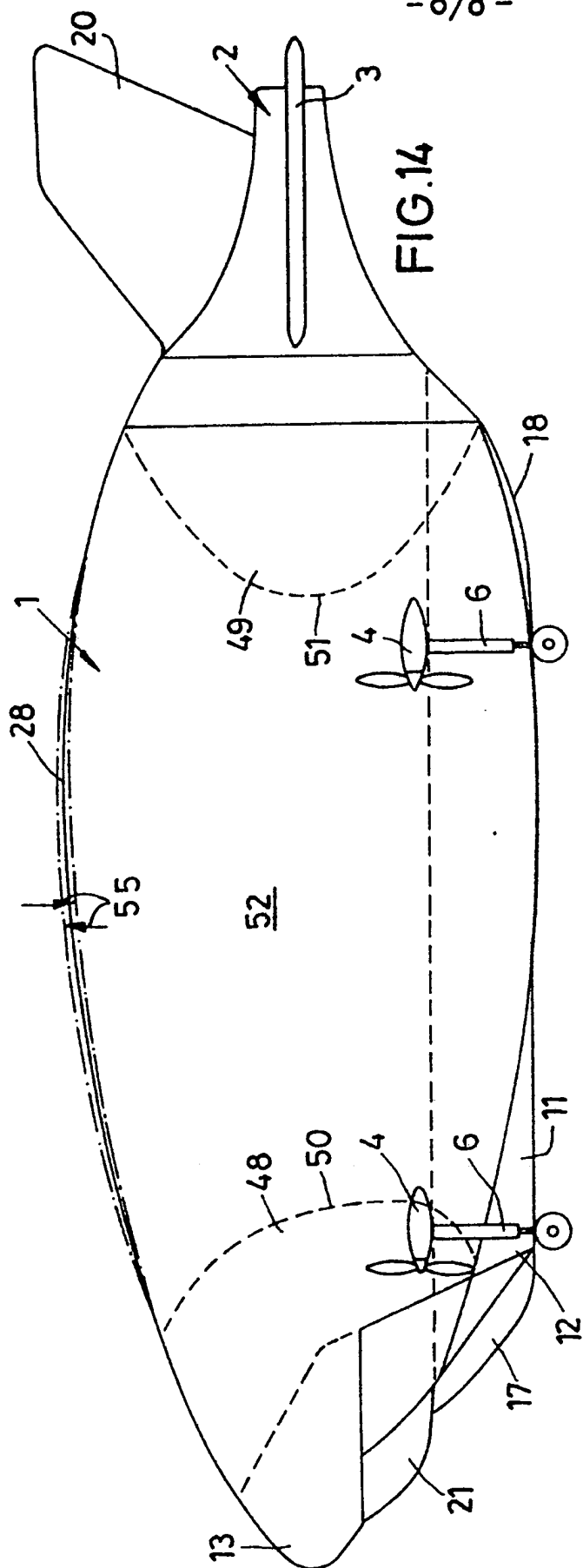
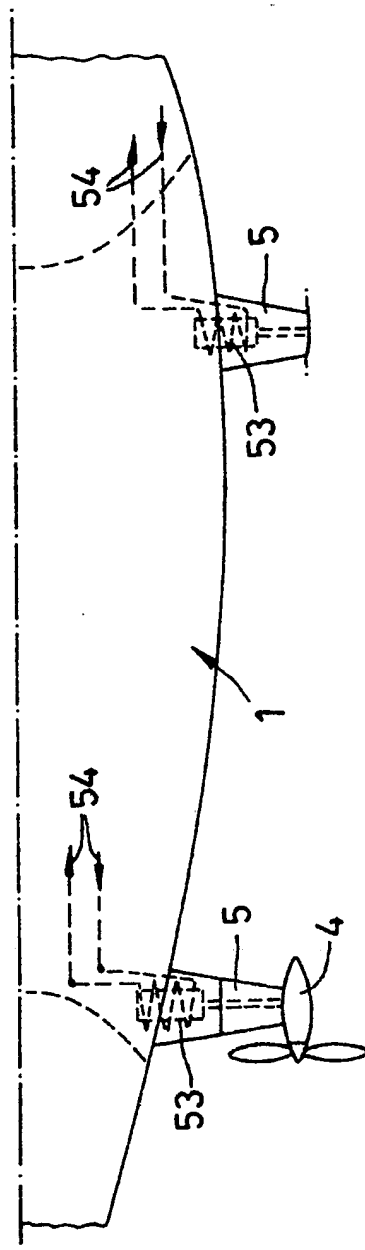


FIG. 15



This Page is inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☒ BLACK BORDERS
- ☒ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ FADED TEXT OR DRAWING
- ☒ BLURED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLORED OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REPERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images
problems checked, please do not report the
problems to the IFW Image Problem Mailbox**